

**Method and apparatus for reducing trailing vortices in the wake of an aircraft**

Patent Number: ☐ [US2001030264](#)  
Publication date: 2001-10-18  
Inventor(s): HUENECKE KLAUS (DE)  
Applicant(s):  
Requested Patent: ☐ [EP1145954](#), [B1](#)  
Application Number: US20010770763 20010125  
Priority Number(s): DE20001018389 20000413  
IPC Classification: B64C3/58; B64C9/00  
EC Classification: [B64C23/06](#)  
Equivalents: ☐ [DE10018389](#), ☐ [US6513761](#)

---

**Abstract**

Harmful trailing vortices downstream of an aircraft wing are at least partly dissipated by a respective counteracting vortex for each trailing vortex at each wing. An auxiliary counteracting vortex generating flap, preferably in the form of at least part of a delta wing, is journaled to the respective wing in the area of the outer end of a landing flap. The counteracting vortex is imposed on the respective trailing vortex, whereby the trailing vortex is caused to vibrate. The vibration dissipates the trailing vortex at least partially.

---

Data supplied from the esp@cenet database - I2

(19)



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets



(11)

**EP 1 145 954 A1**

(12)

**EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG**

(43) Veröffentlichungstag:  
17.10.2001 Patentblatt 2001/42

(51) Int Cl.7: **B64C 23/06**

(21) Anmeldenummer: 01108685.7

(22) Anmeldetag: 06.04.2001

(84) Benannte Vertragsstaaten:  
**AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU  
MC NL PT SE TR**  
Benannte Erstreckungsstaaten:  
**AL LT LV MK RO SI**

(72) Erfinder: **Hünecke, Klaus, Dr.**  
28844 Weyhe (DE)

(74) Vertreter: **Hansmann, Dierk, Dipl.-Ing.**  
**Patentanwälte**  
**Hansmann-Klickow-Hansmann**  
Jessenstrasse 4  
22767 Hamburg (DE)

(30) Priorität: 13.04.2000 DE 10018389

(71) Anmelder: **EADS Airbus GmbH**  
21129 Hamburg (DE)

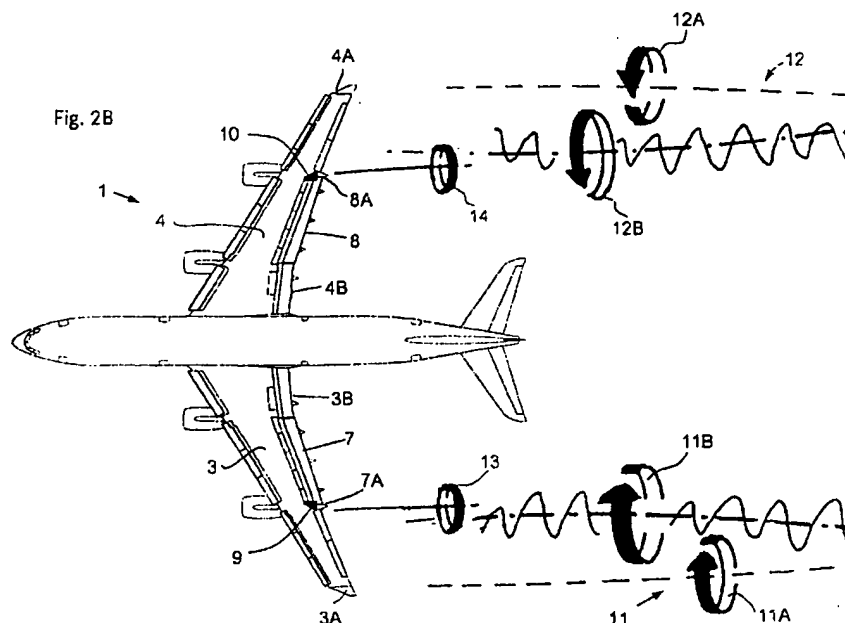
(54) **Vorrichtung sowie Verfahren zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln hinter Flugzeugen im Landeanflug**

(57) Bei einer Vorrichtung zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln (11A,11B,12A,12B) hinter Flugzeugen, wobei das Flugzeug (1) zur Auftriebserzeugung einen rechten (4) und einen linken (3) Tragflügel aufweist, die unter anderem Landeklappen (7,8) als Hochauftriebssysteme umfassen, besteht die Erfindung darin, dass am jeweiligen Tragflügel im Bereich der Flügelhinterkante (3B,4B) in Nähe der äußeren, ausgefahrenen Landeklappenenden (7A,8A) in Wirbelgenerator (9,10)

zur Erzeugung eines kontrollierten Störwirbels (13,14) angeordnet ist.

Ein Verfahren zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln hinter Flugzeugen ist angegeben, wobei je Tragflügel ein Störwirbel generiert wird und gezielt im Bereich des Entstehens der an der Flügelhinterkante zusammenlaufenden wirbeligen Strömung eingebracht wird.

Damit wird das Entstehen einer gefährlichen Wirbelströmung hinter Flugzeugen im Landeanflug verhindert und die Sicherheit für den Flugverkehr erhöht.


**EP 1 145 954 A1**

## Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft eine Vorrichtung sowie ein Verfahren zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln hinter Flugzeugen, die sich im Landeanflug befinden, wobei das Flugzeug zur Auftriebserzeugung einen rechten und einen linken Tragflügel aufweist, die Hochauftriebssysteme umfassen.

[0002] An den Tragflügeln eines Flugzeuges, insbesondere eines Unterschall-Transportflugzeuges, sind Hochauftriebssysteme notwendig, um im Langsamflug, beispielsweise im Landeanflug, den erforderlichen Auftrieb zu erzeugen. Derartige Hochauftriebssysteme bestehen in der Regel aus Vorflügeln und Landeklappen. Wenn ein Flügel Auftrieb erzeugt, entsteht hinter dem Flügel immer eine Nachlaufströmung mit Wirbeln. Dabei bildet sich anfänglich im Bereich des äußeren Endes der jeweiligen Landeklappe ein Klappenwirbel sowie im Flügelspitzenbereich ein Randwirbel. Dieses Wirbelsystem rotiert umeinander, gleichzeitig rotieren die einzelnen Wirbel um sich selbst, wobei das gesamte Wirbelsystem in einer spiralförmigen Bewegung mit der Strömung fortgetragen wird. Die von großen Transportflugzeugen erzeugten Wirbel stellen eine Gefahr für den nachfolgenden Luftverkehr dar, insbesondere auf den dichtbeflogenen Anflugstrecken. Vorgeschriebene Sicherheitsabstände zwischen anfliegenden Flugzeugen verringern die Gefahr, begrenzen aber auch die Kapazität einer Landebahn, da zur Einhaltung der Flugsicherheit der notwendige horizontale Abstand der landenden Flugzeuge größer wird, je größer bzw. schwerer die Flugzeuge werden und die Wirbelintensität vom Gewicht eines Flugzeugs abhängt. Eine Nutzung von Großflugzeugen der neuen Generation, beispielsweise einer A3XX, sowie der wachsende Luftverkehr verlangen jedoch eine Reduzierung der großzügig bemessenen Sicherheitsabstände. Seitens des Flugzeug-Entwurfs ist das Ziel daher auf Maßnahmen am Flugzeug gerichtet, die Nachlaufwirbel zu verringern und ihre vorzeitige Auflösung zu fördern.

[0003] Die internationale Forschung beschäftigt sich seit längerem mit Möglichkeiten, die Wirbel zu bekämpfen. Insbesondere aus WO 99/00297 ist eine Lösung bekannt geworden, bei dem durch kontinuierliches wechselseitiges Ausschlagen des Querruders und einer rumpfnahen Klappe die Wirbel zu Querschwingungen angeregt werden sollen, die ihre vorzeitige Zerstörung bewirken. Dabei wird die Entstehung der Großwirbel hingenommen; die vorgeschlagenen Maßnahmen sind auf diese Wirbel ausgerichtet.

Aus GB 2 051 706 A1 ist eine Einrichtung direkt am Ende einer Landeklappe vorgesehen, die den Widerstand des Flugzeuges verringern soll. Auch ist vorgesehen, dass mit Nutzung solcher Einrichtung die Nachlaufwirbel reduziert werden. Die Vorrichtung ist jedoch nicht geeignet, einen kontrollierten Stöwirbel zu erzeugen wie mit der hier vorgeschlagenen Erfindung. Die Art und Weise der Wirbelminderung wird nicht mitgeteilt.

[0004] Der vorliegenden Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde, eine gattungsgemäße Vorrichtung sowie ein gattungsgemäßes Verfahren so auszubilden, dass Nachlaufwirbel hinter Flugzeugen, die sich im Landeanflug befinden, reduziert werden und ein vorzeitiges Auflösen derartiger Wirbel gefördert wird.

[0005] Diese Aufgabe wird bei einer gattungsgemäßen Vorrichtung durch die im Patentanspruch 1 genannten Maßnahmen gelöst.

Ein gattungsgemäßes Verfahren ist im Patentanspruch 12 angegeben.

[0006] Dabei ist insbesondere vorteilhaft, dass mit der erfindungsgemäßen Vorrichtung bzw. dem erfindungsgemäßen Verfahren das Entstehen einer gefährlichen Wirbelströmung hinter Flugzeugen im Landeanflug verhindert wird und damit die Sicherheit für den Flugverkehr erhöht wird. Die Sicherheitsabstände zwischen den landenden Flugzeugen können reduziert werden, was die Kapazität einer Landebahn erhöht und somit dem wachsenden Luftverkehr Rechnung trägt. Insbesondere für Großflugzeuge mit einem hohen Gewicht, bei denen derzeit eine Wirbelgefährdung als wesentliches Problem im Luftverkehr angesehen wird, ist die erfindungsgemäße Vorrichtung als eine einfache und wirkungsvolle Maßnahme anwendbar.

[0007] Weiterbildungen und vorteilhafte Ausgestaltungen sind in den Ansprüchen 2 bis 11 sowie 13 bis 16 angegeben.

[0008] Der Unteranspruch 2 zeigt die vorteilhafte Ausgestaltung der Vorrichtung als Zusatzklappe, die als ein einfaches kleines Bauteil ausgeführt ist und sich bei Nichtgebrauch einfach am Tragflügel unterbringen lässt. Der vorteilhafte Anbringungspunkt am Tragflügel ist ebenfalls angegeben.

[0009] Die Unteransprüche 3 und 4 geben den für die Wirkung als Wirbelgenerator vorteilhaften Anstellwinkelbereich der Zusatzklappe an.

[0010] In den Unteransprüchen 5 bis 8 sind Ausbildungen der Zusatzklappe angegeben, die einen kontrollierten Vorderkantenwirbel zur Bildung eines Stöwirbels an der Zusatzklappe erzeugen. Im Falle der Maßnahme gemäß Anspruch 7, bei der die Zusatzklappe die Form eines Deltaflügels aufweist, entstehen zwei gegenläufig drehende Wirbel als Wirbelpaar, die den Stöwirbel bilden.

[0011] Die Ansprüche 9 bis 11 sind auf ein Flugzeug gerichtet, wobei die möglichen Anordnungen der erfindungsgemäßen Vorrichtung an den Flugzeugtragflügeln angegeben sind.

[0012] In dem Unteranspruch 13 sind die Verfahrensschritte zur Minderung der Wirbelstärke des Nachlaufwirbels angegeben.

[0013] Die Unteransprüche 14 bis 16 geben alternative Vorgehensweisen zum Betreiben der erfindungsgemäßen Zusatzklappen an einem Flugzeug an.

[0014] In der Zeichnung sind Ausführungsbeispiele der Erfindung dargestellt, die nachstehend anhand der Figuren 1 bis 5 näher beschrieben sind. In den Figuren

sind gleiche Bauteile mit gleichen Bezugszeichen versehen.

[0015] Es zeigen:

- Fig. 1 ein Flugzeug in perspektivischer Darstellung mit einer erfindungsgemäßen Vorrichtung zur Reduzierung der Nachlaufwirbel,
- Fig. 2 eine Darstellung von Flugzeugen in der Ansicht von oben, wobei in Fig. 2A ein Flugzeug in einer Basiskonfiguration und in Fig. 2B ein Flugzeug mit der erfindungsgemäßen Vorrichtung ersichtlich ist,
- Fig. 3 eine Darstellung von Flugzeugen mit entstehenden Nachlaufwirbeln in der Ansicht von oben, wobei in Fig. 3A Wirbel des Flugzeugs in einer Basiskonfiguration und in Fig. 3B Wirbel des Flugzeugs mit der erfindungsgemäßen Vorrichtung ersichtlich ist,
- Fig. 4 zeigt in den Figuren 4A, 4B, 4C jeweils Ausführungsformen der erfindungsgemäßen Vorrichtung und
- Fig. 5 einen Querschnitt durch den Tragflügel mit einer erfindungsgemäßen Vorrichtung.

[0016] In Fig. 1 ist ein Flugzeug 1 in einer Perspektivdarstellung ersichtlich. Das Flugzeug 1 ist als ein Unterschall-Transportflugzeug insbesondere zum Transport von Passagieren vorgesehen. Am Rumpf 2 des Flugzeuges 1 ist ein linker Tragflügel 3 und ein rechter Tragflügel 4 angeordnet. Jeder Tragflügel 3 bzw. 4 weist zur Erzeugung des notwendigen Auftriebs beim Langsamflug, beispielsweise beim Landeanflug, Hochauftriebssysteme 5 bzw. 6 auf. Derartige Hochauftriebssysteme 5 bzw. 6 weisen unter anderem Landeklappen 7 und 8 auf. An jedem Tragflügel 3 bzw. 4 ist eine erfindungsgemäße Vorrichtung 9 bzw. 10 zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln vorgesehen, deren Anordnung, Form und Wirkungsweise in den nachfolgenden Figuren genauer beschrieben wird.

[0017] In den Figuren 2A und 2B sind in einer Ansicht von oben Flugzeuge mit entstehenden Nachlaufwirbeln dargestellt. In der Fig. 2A ist eine Basiskonfiguration des Flugzeuges 1 ersichtlich, wobei die am linken Tragflügel 3 und die am rechten Tragflügel 4 im wesentlichen entstehenden Nachlaufwirbel 11 bzw. 12 durch Angabe ihres Verlaufs und ihrer Drehrichtung mittels Pfeile erkennbar sind. An der Flügelspitze 3A bzw. 4A des Tragflügels 3 bzw. 4 entsteht ein Randwirbel 11A bzw. 12A. Ein Klappenwirbel 11B bzw. 12B entsteht an der Flügelhinterkante 3B bzw. 4B im Bereich der an der Flügelhinterkante zusammenlaufenden wirbeligen Strömung. Die "Schwachstelle" der wirbeligen Strömung ist das in Spannweitenrichtung äußere Ende 7A bzw. 8A der aus-

gefahrenen Landeklappen 7 des Tragflügels 3 oder der Landeklappen 8 des Tragflügels 4. Der im Bereich des Klappenendes 7A bzw. 8A der Landeklappen 7 bzw. 8 entstehende Klappenwirbel 11B bzw. 12B ist im wesentlichen der Großwirbel, der die für den nachfolgenden Luftverkehr bereits genannten Nachteile mit sich bringt. Um die Wirbelintensität dieses Großwirbels zu reduzieren, wird erfindungsgemäß eine kontrolliert erzeugte Störströmung in den Entstehungsvorgang der Nachlaufströmung eingebracht. Damit wird bereits das Entstehen der gefährlichen Wirbelströmung gestört. Zur Generierung eines Störwirbels 13 bzw. 14 ist die Vorrichtung zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln 9 bzw. 10 - im nachfolgenden Zusatzklappen 9 bzw. 10 bezeichnet - vorgesehen, die auf dem Tragflügel 3 bzw. 4 im Bereich des Klappenendes 7A bzw. 8A der Landeklappen 7 bzw. 8 angeordnet ist. In der vergrößerten Darstellung von Fig. 2B ist ersichtlich, dass der (kontrolliert erzeugte kleine) Störwirbel 13 bzw. 14 mit den zusammenlaufenden Wirbeln von der Flügelhinterkante 3B bzw. 4B, d.h. im wesentlichen mit dem Klappenwirbel 11B bzw. 12B interferiert. Die Wirkungsweise eines Störwirbels 13 oder 14 wird nachfolgend näher erläutert: Die bevorzugt auf 15 bis 25 Grad (relativ zum eingefahrenen Zustand) angestellte Zusatzfläche (Wirbelgenerator) 9 bzw. 10 erzeugt an ihrer Vorderkante auf der Saugseite einen kontrollierten Vorderkantenwirbel, der aus abgelöster Strömung der Vorderkante gespeist wird. Dieser Wirbel verlässt die Zusatzfläche 9 bzw. 10 an ihrer Hinterkante und interferiert als freier Störwirbel 13 bzw. 14 mit dem Klappenwirbel 11B bzw. 12B, der am Klappenende 7A bzw. 8A im Entstehen ist (durch Zusammenlaufen von Wirbelstärke, die entlang der Hinterkante als instabile Wirbelschicht abströmt). Die Wirkung ist so intensiv, dass der entstehende Klappenwirbel 11B bzw. 12B in Querschwingungen versetzt wird und dabei in seinem Konzentrationsprozess erheblich gestört wird. Infolge der Schwingungen verliert der Klappenwirbel 11B bzw. 12B an Stärke, wobei insbesondere die maximale Wirbelstärke im Kern des resultierenden Wirbels erheblich reduziert wird, was in Fig. 3, insbesondere in Fig. 3B gut erkennbar ist. In Fig. 3B ist die Wirbelintensität vom beispielhaft gezeigten Nachlaufwirbel 12 gezeigt, wobei infolge des Störwirbels 14 der Klappenwirbel 12B stark oszillierend und damit in seiner Intensität reduziert ist. Ein derart gestörter Wirbel 12 zerfällt vorzeitig. In Fig. 3A ist demgegenüber die Wirbelintensität von Nachlaufwirbeln eines Flugzeuges ohne eine erfindungsgemäße Vorrichtung 9 bzw. 10 gezeigt. Der Nachlaufwirbel 11 bzw. 12 eines solchen Flugzeuges weist einen ausgeprägten Kern auf, was die Spitze in der Mitte des Wirbels ausdrückt. Je höher diese Spitze, umso größer ist die Intensität des Wirbels.

[0018] In der Fig. 4 sind Ausführungsformen der erfindungsgemäßen Zusatzklappen 9 (entspricht auch der Zusatzklappe 10 am Tragflügel 4) in den Figuren 4A bis 4C gezeigt.

Die relativ kleine Zusatzklappe 9 wird mit ihrem

Fußpunkt 9' auf dem Flügel 3 im Bereich des Klappenendes 7A der Landeklappe 7 in vorzugsweise 60% bis 80% der Profiltiefe des Basisflügels angebracht, wobei als Profiltiefe ein Schnitt in Flugrichtung durch den Basisflügel zu verstehen ist. Der Fußpunkt 9' der Zusatzklappe 9 liegt bevorzugt in einem Bereich, der vom Ende der Landeklappe 7A gemessen sich beidseitig nach links oder rechts jeweils 10% der Halbspannweite erstreckt. Als Halbspannweite ist der Abstand von Rumpfmittle zur Flügelspitze definiert.

Die Zusatzklappe 9 muss während der Dauer ihrer Wirkung in die Strömung angestellt werden, wobei der bevorzugte Anstellwinkel in Fig. 5 gezeigt ist. Die Zusatzklappe 9 ist so geformt, dass ein kontrollierter (kleiner) Wirbel an ihrer Vorderkante entsteht, der beim Verlassen der Zusatzklappe 9 eine hohe turbulente Wirbelströmung darstellt. Diese energiereiche Strömung verlässt die Zusatzklappe 9 und dringt in die "Schwachstelle" der entstehenden Nachlaufströmung ein, d.h. regt den Nachlaufwirbel zu intensiven Schwingungen an und unterdrückt dabei den Konzentrationsprozess, der anderenfalls zu einem starken Nachlaufwirbel 11 führen würde.

In der bevorzugten Ausführung wirkt die Zusatzklappe 9 (bzw. 10) als passives Bauteil, d.h. sie wird ausgefahren und bleibt während des Anflugs stationär. Es ist jedoch ebenfalls möglich, die Zusatzklappe 9 dynamisch zu betreiben, d.h. wechelsinnig oder gleichsinnig mit der Zusatzklappe 10 am Tragflügel 4. Dadurch können Längsschwingungen im Wirbel oder asymmetrische Wirbel entstehen, die geeignet sind, den Zerfallsprozess weiter zu beschleunigen.

[0019] In Fig. 4A ist eine erste bevorzugte Form der Zusatzklappe 9 dargestellt. Die Zusatzklappe 9 weist die Form 9A eines Flügels kleiner Streckung mit ungefähr 60 Grad Vorderkantenfeilung einseitig links auf. Die andere Seite ist vorzugsweise ungefeilt.

Die Fig. 4B zeigt eine weitere mögliche Form 9B. Die Zusatzklappe 9 ist hier als Flügel kleiner Streckung mit ungefähr 60 Grad Vorderkantenfeilung einseitig rechts ausgebildet, die andere Seite ist ungefeilt.

Eine dritte Ausführungsform 9C ist in Fig. 4C dargestellt. Diese Ausführungsform 9C ist gekennzeichnet durch einen Flügel kleiner Streckung mit ungefähr 60 Grad Vorderkantenfeilung beidseitig (Deltaflügel). Bei einem Deltaflügel als Zusatzklappe entstehen zwei gegenläufig drehende Wirbel als Wirbelpaar, die als Störwirbel kontrolliert die Entstehung des Nachlaufwirbels stören sollen.

Allen drei Ausführungsformen ist gemeinsam, dass bevorzugt die gefeilten Vorderkanten ähnlich einer Messerkante zugeschärft sind, um den Strömungsabriss zu erzwingen. Die gefeilten Vorderkanten sind vorzugsweise geradlinig ausgebildet, können aber auch geschwungen sein, ähnlich wie der Tragflügel des Überschallflugzeuges Concorde. Die Hinterkante der Zusatzklappe 9A, 9B oder 9C ist vorzugsweise geradlinig ausgebildet und verläuft vorzugsweise senkrecht zur

Flugrichtung.

[0020] In Fig. 5 ist ein Querschnitt durch den Tragflügel 3 bzw. 4 gezeigt. Es sind ebenfalls die Landeklappen 7 bzw. 8 als Teil des Hochauftriebssystems 5 bzw. 6 ersichtlich. Die Zusatzklappe 9 bzw. 10 wird zur Nutzung im Landeanflug ausgefahren, wobei der Anstellwinkel 15 der Zusatzklappe 9 bzw. 10 gegenüber der Oberseite des Tragflügels 3 bzw. 4 vorzugsweise zwischen 12 bis 25 Grad betragen sollte. Bei einem Anstellwinkel oberhalb von 30 Grad kann es zu einem unkontrollierten Strömungsabriss kommen, was aber gerade für die Bildung des kontrollierten Störwirbels 13 bzw. 14 unerwünscht ist.

[0021] Nicht gezeigt ist, wie im unbenutzten Zustand die Zusatzklappe 9 bzw. 10 in den Flügel 3 bzw. 4 eingeklappt wird und somit nicht die Flügelgeometrie für den Reiseflug stört. Mechanismen zum Einfahren von Spoilern sind aus dem Stand der Technik bekannt und auch für die Zusatzklappen 9 oder 10 anwendbar.

## Bezugszeichenliste

### [0022]

- |    |       |  |
|----|-------|--|
| 25 | 1 -   | Flugzeug   |
|    | 2 -   | Flugzeugrumpf  |
|    | 3 -   | linker Tragflügel  |
|    | 3A -  | Flügelspitze   |
|    | 3B -  | Flügelhinterkante  |
| 30 | 4 -   | rechter Tragflügel   |
|    | 4A -  | Flügelspitze   |
|    | 4B -  | Flügelhinterkante  |
|    | 5 -   | Hochauftriebssystem (links)                                  |
|    | 6 -   | Hochauftriebssystem (rechts)                                 |
| 35 | 7 -   | Landeklappen (links)   |
|    | 7A -  | äußeres Klappenende  |
|    | 8 -   | Landeklappen (rechts)  |
|    | 8A -  | äußeres Klappenende  |
|    | 9 -   | Vorrichtung zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln/Zusatzklappe |
| 40 | 9' -  | Fußpunkt   |
|    | 10 -  | Vorrichtung zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln/Zusatzklappe |
|    | 11 -  | Nachlaufwirbel (links)                                       |
| 45 | 11A - | Randwirbel   |
|    | 11B - | Klappenwirbel  |
|    | 12 -  | Nachlaufwirbel (rechts)                                      |
|    | 12A - | Randwirbel   |
|    | 12B - | Klappenwirbel  |
| 50 | 13 -  | Zusatzwirbel (Störwirbel) - links                            |
|    | 14 -  | Zusatzwirbel (Störwirbel) - rechts                           |
|    | 15 -  | Anstellwinkel  |

## 55 Patentansprüche

1. Vorrichtung zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln (11, 12) hinter Flugzeugen, wobei das Flugzeug (1)

- zur Auftriebserzeugung einen rechten und einen linken Tragflügel (3, 4) aufweist, die unter anderem Landeklappen (7, 8) als Hochauftriebssysteme (5, 6) umfassen, **dadurch gekennzeichnet, dass** am jeweiligen Tragflügel (3, 4) im Bereich der Flügelhinterkante (3B, 4B) in Nähe der äußeren, ausgefahrenen Landeklappenenden (7A, 8A) ein Wirbelgenerator (9, 10) zur Erzeugung eines kontrollierten Störwirbels (13, 14) angeordnet ist.
2. Vorrichtung nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Wirbelgenerator als Zusatzklappe (9, 10) ausgebildet ist, deren Fußpunkt (9') in einem Bereich von 10% der Halbspannweite links und rechts des jeweiligen äußeren Landeklappenendes (7A, 8A) am Tragflügel (3, 4) sowie in Tiefenrichtung ab 60 % der Profiltiefe des Tragflügels (3, 4) vorgesehen ist, wobei die Zusatzklappe (9, 10) für den Langsamflug einen ausgefahrenen Zustand einnimmt sowie bei Nichtgebrauch in den Flügel einklappbar ist.
  3. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) im ausgefahrenen Zustand einen Anstellwinkel (15) kleiner als 30 Grad relativ zur Ebene der Flügeloberseite aufweist.
  4. Vorrichtung nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Anstellwinkel (15) im Bereich zwischen 12 und 25 Grad liegt.
  5. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) in Form (9A) eines Flügels kleiner Streckung mit ungefähr 60 Grad Vorderkantenpfeilung einseitig links sowie die andere Seite ungepfeilt ausgebildet ist.
  6. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) in Form (9B) eines Flügels kleiner Streckung mit ungefähr 60 Grad Vorderkantenpfeilung einseitig rechts sowie die andere Seite ungepfeilt ausgebildet ist.
  7. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) in Form (9C) eines Flügels kleiner Streckung mit ungefähr 60 Grad Vorderkantenpfeilung beidseitig ausgebildet ist.
  8. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 5 bis 7, **dadurch gekennzeichnet, dass** die mindestens eine gepfeilte Vorderkante der Zusatzklappe (9A, 9B oder 9C) zugeschärft ist und die Hinterkante der Zusatzklappe (9A, 9B oder 9C) vorzugsweise geradlinig ausgebildet ist.
  9. Flugzeug mit mindestens einer Vorrichtung gemäß der vorangegangenen Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) zur Wirkung im Langsamflug einen ausgefahrenen Zustand stationär einnimmt und dieser Zustand symmetrisch an jedem Tragflügel (3, 4) vorgesehen ist.
  10. Flugzeug mit mindestens einer Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) zur Wirkung im Langsamflug dynamisch zwischen einem eingefahrenen und einem ausgefahrenen Zustand wechselt, wobei beidseitig an den Tragflügeln (3, 4) die Bewegung symmetrisch ausgeführt wird.
  11. Flugzeug mit mindestens einer Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) zur Wirkung im Langsamflug dynamisch zwischen einem eingefahrenen und einem ausgefahrenen Zustand wechselt, wobei beidseitig an den Tragflügeln (3, 4) die Bewegung antimetrisch ausgeführt wird.
  12. Verfahren zur Reduzierung von Nachlaufwirbeln (11, 12) hinter Flugzeugen (1), wobei je Tragflügel (3, 4) ein Störwirbel (13, 14) generiert wird und gezielt im Bereich des Entstehens der an der Flügelhinterkante (3B, 4B) zusammenlaufenden wirbelligen Strömung (Klappenwirbel 11B, 12B am Klappenende der ausgefahrenen Landeklappe) eingebracht wird.
  13. Verfahren nach Anspruch 12, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Störwirbel (13, 14) mit dem Klappenwirbel (11B, 12B) interferiert, in ihn eindringt und ihn zu intensiven Schwingungen anregt, die zur Verminderung der Wirbelstärke führt.
  14. Verfahren nach einem der Ansprüche 12 oder 13, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) zur Wirkung im Langsamflug ausgefahren wird, den ausgefahrenen Zustand stationär einnimmt und dieser Zustand symmetrisch an jedem Tragflügel (3, 4) vorgesehen ist.
  15. Verfahren nach einem der Ansprüche 12 oder 13, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) zur Wirkung im Langsamflug dynamisch zwischen einem eingefahrenen und einem ausgefahrenen Zustand wechselt, wobei beidseitig an den Tragflügeln (3, 4) die Bewegung symmetrisch ausgeführt wird.
  16. Verfahren nach einem der Ansprüche 12 oder 13, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Zusatzklappe (9, 10) zur Wirkung im Langsamflug dynamisch zwischen einem eingefahrenen und einem ausgefahrenen Zustand wechselt, wobei beidseitig an den

Tragflügeln (3, 4) die Bewegung antimetrisch ausgeführt wird.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

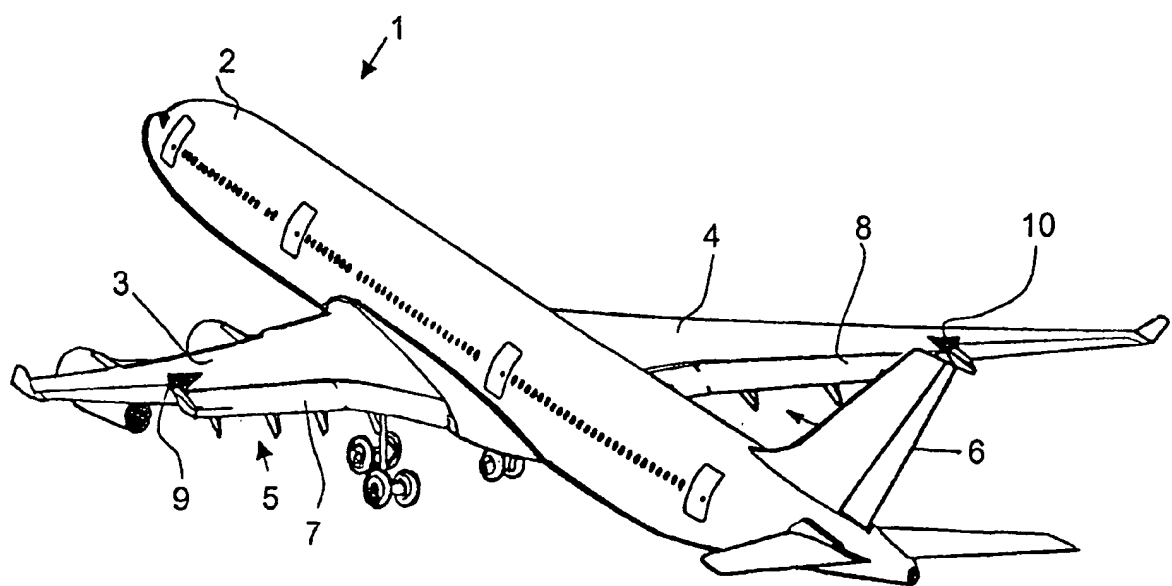


Fig. 1



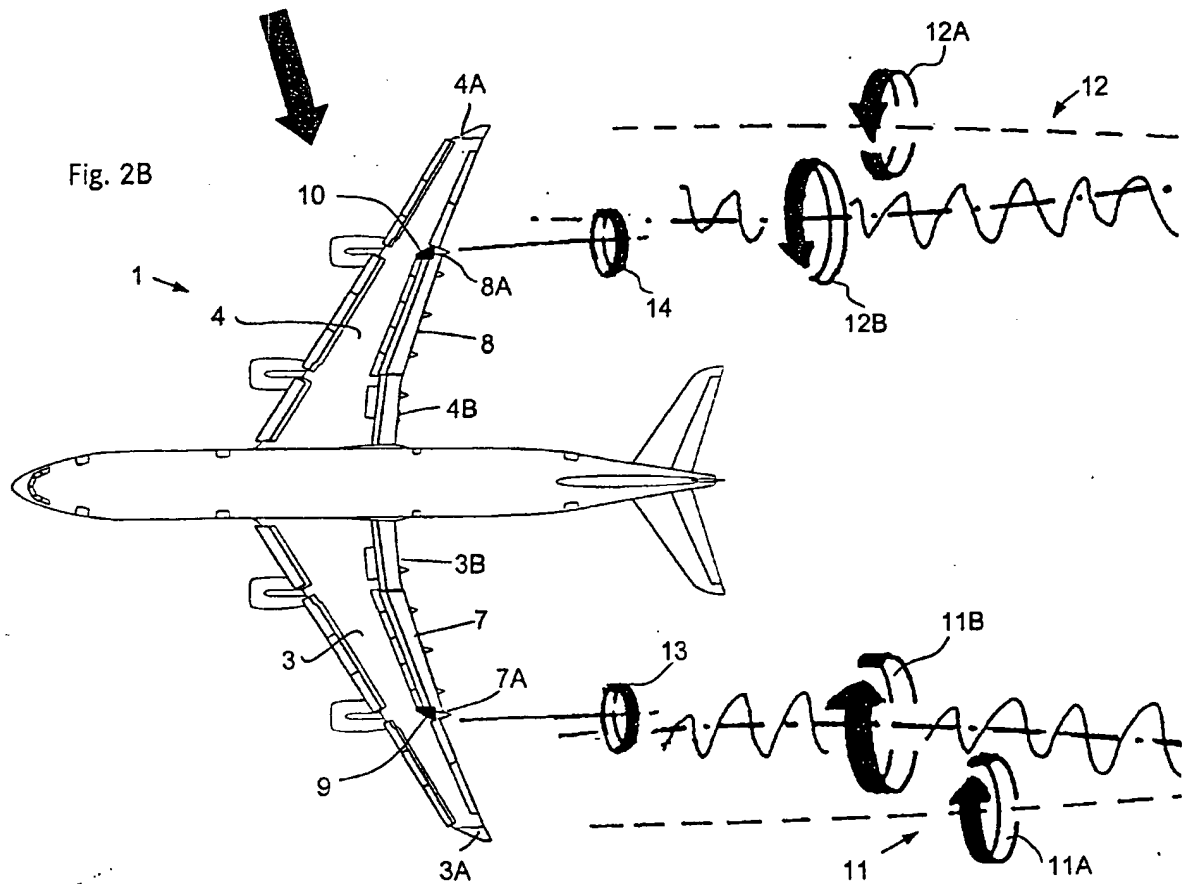
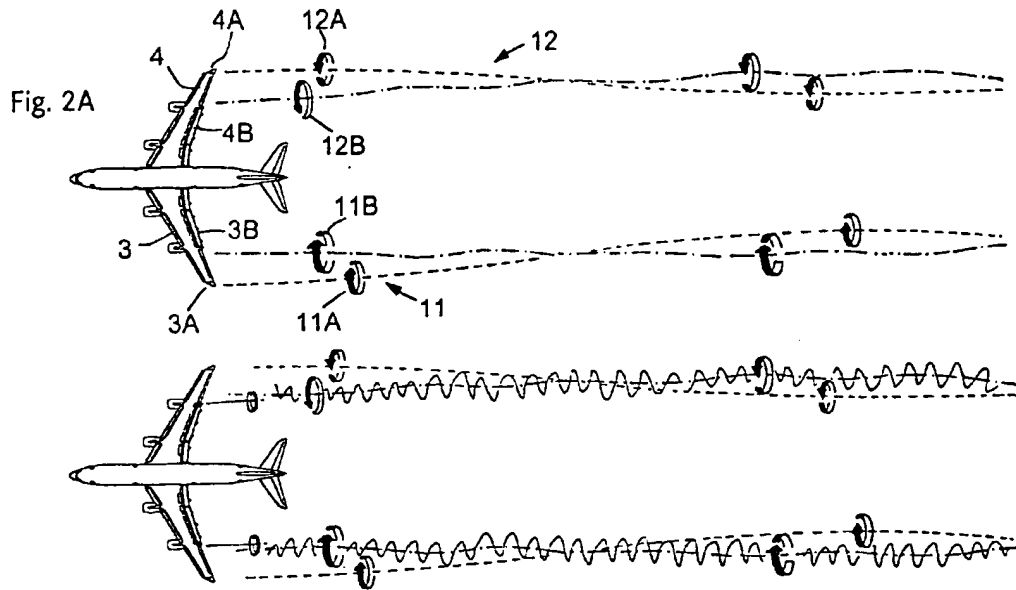
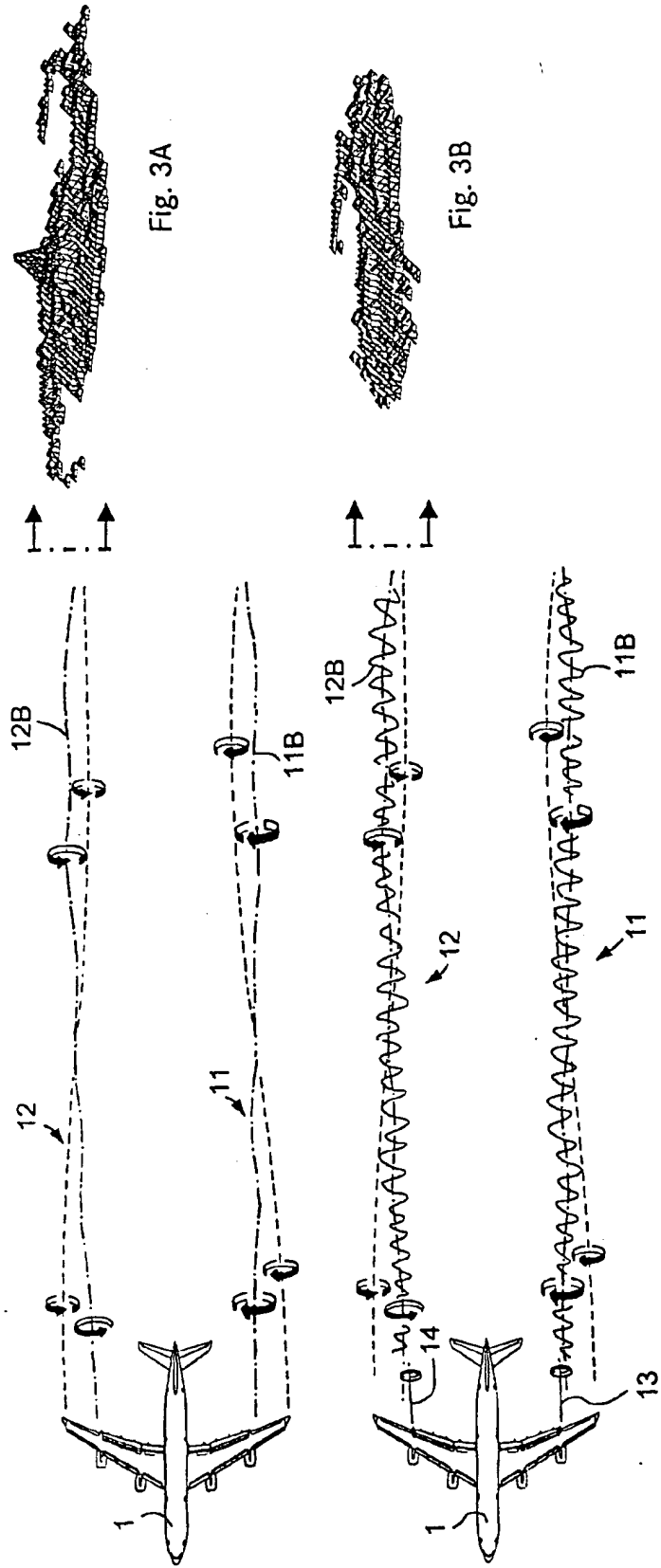


Fig. 2



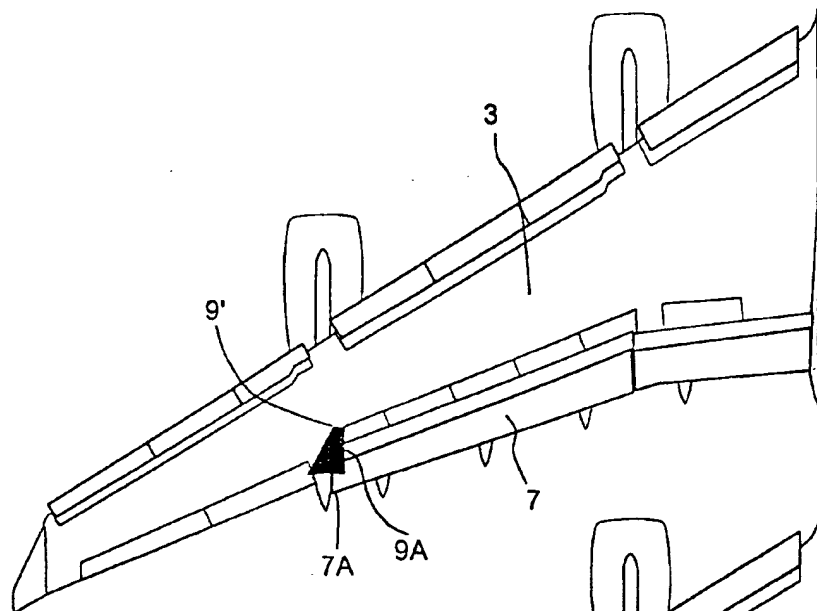


Fig. 4A

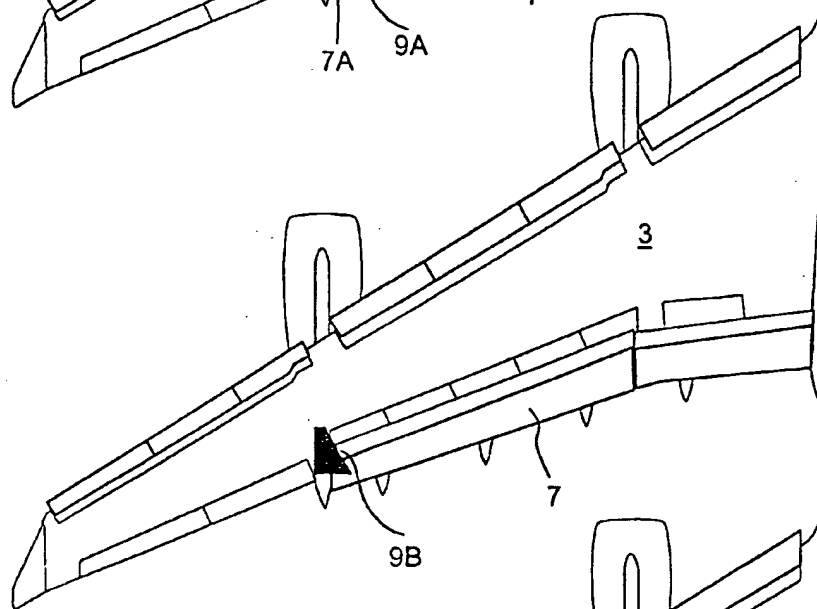


Fig. 4B

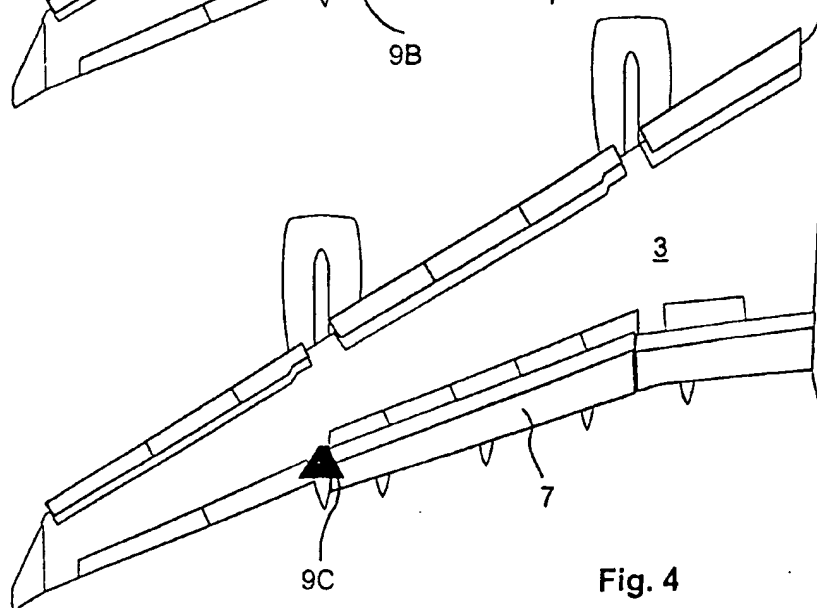


Fig. 4C

Fig. 4

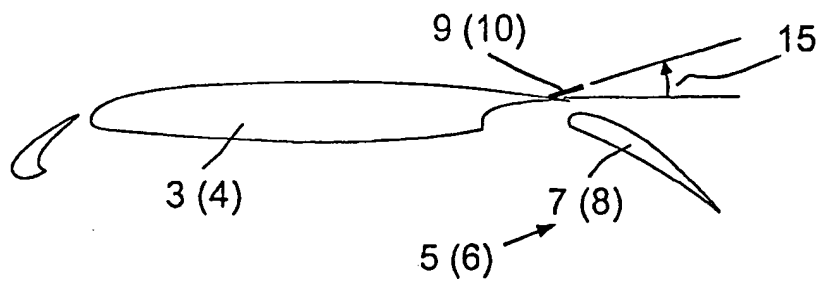


Fig. 5



Europäisches  
Patentamt

# EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung  
EP 01 10 8685

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int.Cl.7)
X	US 6 042 059 A (BILANIN ALAN J ET AL) 28. März 2000 (2000-03-28) * Spalte 4, Zeile 31-65 * * Spalte 7, Zeile 47 - Spalte 9, Zeile 13 * * Abbildung 8A *	1,12,13	B64C23/06
Y	---	3,4,7,9,14	
X	US 3 881 669 A (LESSEN MARTIN) 6. Mai 1975 (1975-05-06) * Spalte 4, Zeile 39 - Spalte 7, Zeile 21 * * Abbildungen *	1,12,13	
Y	---	3,4,7,9,14	
Y	US 4 739 957 A (VESS ROBERT J ET AL) 26. April 1988 (1988-04-26) * Zusammenfassung * * Abbildung 4 *	3,4,7,9,14	
Y	---	3,4,7,9,14	RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (Int.Cl.7)
	US 4 466 586 A (BURNHAM ROBERT W) 21. August 1984 (1984-08-21) * Zusammenfassung * * Abbildungen *		B64C
A,D	---	1-16	
	WO 99 00297 A (THE BOEING COMPANY) 7. Januar 1999 (1999-01-07) * das ganze Dokument *		
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort MÜNCHEN		Abschlußdatum der Recherche 10. August 2001	
		Prüfer Pedersen, K	
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE			
X : von besonderer Bedeutung allein betrachtet Y : von besonderer Bedeutung in Verbindung mit einer anderen Veröffentlichung derselben Kategorie A : technologischer Hintergrund O : nichtschriftliche Offenbarung P : Zwischenliteratur		T : der Erfindung zugrunde liegende Theorien oder Grundsätze E : älteres Patentdokument, das jedoch erst am oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist D : In der Anmeldung angeführtes Dokument L : aus anderen Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	

EPO FORM 1503 (03.02.02) (P04C03)

**ANHANG ZUM EUROPÄISCHEN RECHERCHENBERICHT  
 ÜBER DIE EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG NR.**

EP 01 10 8685

In diesem Anhang sind die Mitglieder der Patentfamilien der im obengenannten europäischen Recherchenbericht angeführten Patentedokumente angegeben.  
 Die Angaben über die Familienmitglieder entsprechen dem Stand der Daten des Europäischen Patentamts am  
 Diese Angaben dienen nur zur Unterrichtung und erfolgen ohne Gewähr.

10-08-2001

Im Recherchenbericht angeführtes Patentedokument		Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie		Datum der Veröffentlichung
US 6042059	A	28-03-2000	KEINE		
US 3881669	A	06-05-1975	CA	986082 A	23-03-1976
			DE	2423745 A	05-12-1974
			GB	1436097 A	19-05-1976
US 4739957	A	26-04-1988	KEINE		
US 4466586	A	21-08-1984	KEINE		
WO 9900297	A	07-01-1999	US	6082679 A	04-07-2000
			AU	8756998 A	19-01-1999
			EP	0918685 A	02-06-1999

EPO FORM P0461

Für nähere Einzelheiten zu diesem Anhang : siehe Amtsblatt des Europäischen Patentamts, Nr.12/82